

УДК 532.526.4 + 532.526.72 + 532.559.8

**В. И. Корнилов**

Институт теоретической и прикладной механики  
им. С. А. Христиановича СО РАН  
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия  
E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

### **ИЗУЧЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТОЛСТОГО ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЕ ОГРАНИЧЕННОЙ ДЛИНЫ**

Выполнены экспериментальные исследования, направленные на изучение возможности моделирования толстого равновесного (по Клаузеру) несжимаемого турбулентного пограничного слоя на плоской пластине ограниченной длины. Показано, что турбулизаторы, выполненные в виде цилиндров варьируемой высоты, установленные в два ряда по нормали к обтекаемой стенке, являются эффективным средством модификации турбулентного пограничного слоя. В большинстве случаев осредненные и пульсационные параметры пограничного слоя имеют характерные для естественно развивающегося турбулентного пограничного слоя значения на расстоянии порядка 530 калибров цилиндра. Профили средней скорости с искусственно увеличенной толщиной пограничного слоя с хорошей точностью аппроксимируются в переменных законах стенки и обобщаются единой зависимостью с использованием эмпирического масштаба скорости.

*Ключевые слова:* моделирование, несжимаемый турбулентный пограничный слой, плоская пластина, турбулизаторы, эксперимент.

#### **Введение**

При наземных исследованиях аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов одной из главных задач является воспроизведение натуральных или близких к ним условий эксперимента. Известно, что в условиях испытаний в несжимаемом потоке важнейшим критерием подобия натуральных и модельных экспериментов является равенство чисел Рейнольдса. Соблюдение подобия по числам Рейнольдса имеет решающее значение не только в авиационно-космической технике, но и при проектировании и сооружении различных объектов гражданского и промышленного назначения. Лишь в этом случае можно достоверно понять свойства исследуемого течения при испытании как модели объекта в целом, так и отдельных его частей.

Отмеченная проблема осложняется тем, что в силу ряда причин натурные испытания очень трудно, а иногда и вообще невозможно осуществить. Тогда решающее значение

приобретает корректность моделирования исследуемого объекта по числам Рейнольдса в аэродинамической трубе. В этом случае вязкие эффекты, обусловленные наличием на поверхности летательного аппарата или любого другого движущегося объекта реального пограничного слоя, весьма существенны. Однако в условиях аэродинамической трубы такое моделирование, как правило, осуществить не удастся по причине естественного ограничения длины модели, а следовательно, и толщины пограничного слоя. Отсюда ясно, что одним из немногих практически осуществимых способов решения данной проблемы является моделирование толстого пограничного слоя на плоской поверхности ограниченной длины, например с помощью турбулизаторов. Этот вопрос имеет прямое отношение к методике определения ветровой нагрузки на проектируемые объекты гражданского и промышленного назначения, что, как следствие, связано с необходимостью моделирования приземного слоя атмосферы заданной структуры и толщины. Изучение возможно-

сти корректного моделирования профиля скорости ветра (степенным законом, эмпирическими соотношениями и т. д.) вдоль подстилающей поверхности с целью определения ветровой нагрузки на тот или иной объект составляло основное содержание многих выполненных к настоящему времени работ [1–4]. Получен ряд важных и интересных результатов, свидетельствующих о возможности приближенного моделирования обтекания объектов городской застройки в условиях аэродинамической трубы [5]. Обзор исследований подобной направленности приведен в работе [6].

Не вдаваясь в детали, отметим, что к типичным методикам, которые используются для искусственного утолщения пограничного слоя, можно отнести различного рода выступающие элементы [7], решетки с равномерной ячейкой [3], решетки с неравномерной ячейкой [8; 9], струи [7; 10], пульсации, шероховатость [2], ступеньки [11], сетки [3], вихревые генераторы [12; 4; 3], термическую стратификацию [13]. При этом работ, посвященных успешному моделированию толстого турбулентного пограничного слоя, обладающего свойствами канонического (равновесного, по Клаузеру) сдвигового потока в отношении осредненных параметров течения, почти не встречается. Что касается пульсационных параметров течения, в том числе энергетического спектра, то, насколько известно автору, таких примеров практически нет. Не случайно в некоторых Европейских программах (см., например, DARPA ATO Friction Drag Reduction Program) вопросу моделирования натуральных чисел Рейнольдса уделяют самое пристальное внимание.

Учитывая сказанное, важнейшей задачей современной прикладной аэродинамики является изучение возможности обеспечения в условиях аэродинамической трубы повышенных чисел Рейнольдса  $Re^{**}$  (натурных или близких к ним) на обтекаемой поверхности ограниченной длины путем моделирования толстого турбулентного пограничного слоя, обладающего свойствами равновесного (по Клаузеру) сдвигового потока. Это позволяет корректно моделировать обтекание многих аэродинамических объектов (например течения в областях сопряжений элементов летательного аппарата типа крыло-фюзеляж, крыло-мотогондола), а также процесса выдува струй через мик-

роотверстия в обтекаемой поверхности в турбулентный пограничный слой и другие аэрофизические явления. Ясно, что в строгой постановке эта задача должна решаться путем комплексного моделирования как осредненных, так и пульсационных параметров течения, в том числе энергетического спектра турбулентности.

### Условия и методика экспериментов Моделирование турбулентного пограничного слоя

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН в диапазоне скоростей невозмущенного потока в контрольном сечении  $U_\infty \approx (12–22)$  м/с, что соответствовало числам Рейнольдса на 1 м  $Re_1 = (0,80–1,47) \times 10^6$  м<sup>-1</sup>, и номинально нулевом продольном градиенте давления на поверхности модели.

Измерения выполнялись на модели плоской пластины, изготовленной из органического стекла с размерами  $2\,500 \times 993$  мм в плане и толщиной 12 мм, установленной горизонтально в рабочей части трубы на направляющих рельсах. Как передняя, так и задняя части пластины с нерабочей стороны выполнены в виде полуэллипса с соотношением полуосей  $b/a = 1 : 12$ . На расстоянии 160 мм от передней кромки пластины размещается плоский сменный вкладыш (рис. 1) с размерами  $28 \times 250$  мм в плане, рабочая поверхность которого устанавливается строго заподлицо с окружающей поверхностью. Смена вкладыша дает возможность проводить эксперименты как на обычной гладкой поверхности (конфигурация 1), так и при наличии цилиндров (турбулизаторов) регулируемой высоты  $h$  диаметром  $d = 3$  мм, которые устанавливались по нормали к стенке в два ряда по оси  $x$  (конфигурации 2–5). Кроме того, конструкция модели позволяла использовать цилиндрические стержни (решетка) длиной 970 мм, расположенные параллельно обтекаемой поверхности на фиксированном расстоянии  $x$  (конфигурация 6).

Для измерения статического давления на плоской пластине выполнено 19 приемников давления диаметром 0,5 мм перед вкладышем и позади него, а также в сходственных точках, расположенных сбоку, т. е. на траверзе вкладыша. Задняя часть модели



Рис. 1. Сменный вкладыш с установленными в нем регулируемым по высоте цилиндрами

оборудована регулируемым хвостовым закрылком с хордой 175 мм, установленным по всей ширине рабочей части трубы, с помощью которого осуществлялось управление характером течения в окрестности носика.

Для достижения изначально равновесного турбулентного пограничного слоя использовался песочный турбулизатор, представляющий собой полосу крупнозернистой наждачной бумаги (со сглаженными передним и задним уступами) длиной 20 мм, расположенной на расстоянии 12 мм от передней кромки пластины.

Основное назначение турбулизаторов (см. рис. 1) – уменьшение количества движения в потоке над поверхностью и, следовательно, искусственное увеличение толщины пограничного слоя. Ясно, что для решения этой задачи нужно тела с достаточно высоким сопротивлением разместить на некотором расстоянии  $\Delta z$  друг от друга. Причем их местоположение должно быть далеко вверх по потоку от рабочей области, с тем чтобы распределение количества движения вниз по потоку достаточно быстро достигло некоторого равновесного состояния. Методика определения размера тел, обеспечивающих необходимые потери количества движения и, как следствие, формирование степенного профиля скорости в пограничном слое для условий трансзвукового диапазона скоростей, представлена в [1]. В случае использо-

вания круговых цилиндров (стержней) значение параметра  $\sigma$ , который характеризует конструкцию турбулизатора, можно определить по формуле

$$\sigma = NRh = \delta f_{a, M_\infty}(m) / C_D,$$

где  $N$  – число стержней на единицу длины в трансверсальном направлении;  $R$  – радиус стержня;  $h$  – его высота; а  $C_D$  – коэффициент аэродинамического сопротивления цилиндра, который с хорошим приближением можно принять равным 1,29. Отсюда, задавая требуемую толщину моделируемого пограничного слоя  $\delta$ , можно найти геометрию необходимых для этой цели стержней. Функцию

$$f_{a, M_\infty}(m) = \int_0^1 \left[ 1 + 0,2 M_\infty^2 (1 - m^{2\alpha}) \right]^{2,5} (m^\alpha - m^{2\alpha}) dm,$$

в которой  $m = y/\delta$  – относительная координата по высоте пограничного слоя, а  $\alpha = 1/n$  – показатель степени в профиле скорости, можно определить численным методом.

В табл. 1 приведены расчетные значения геометрических параметров некоторых турбулизирующих устройств (№ 2–5), которые для условий настоящего эксперимента могут обеспечить толщину моделируемого пограничного слоя до величины порядка 80 мм.

Таблица 1

## Геометрические параметры турбулизаторов

Параметры *	Номер конфигурации					
	1	2	3	4	5	6
$h_1$ , мм	0	10	15	20	30	
$h_2$ , мм	0	10	15	20	30	
$\Delta x$ , мм	0	18	18	18	18	Один ряд
$\Delta z$ , мм	0	10	10	10	10	
Расположение	–	Шахматное			Переменный шаг	

\*  $h_1$  и  $h_2$  – высота первого и второго рядов цилиндров, а  $\Delta x$  и  $\Delta z$  – расстояние между цилиндрами вдоль осей  $x$  (продольное направление) и  $z$  (трансверсальное направление) соответственно.

Как видно, каждая из конфигураций (за исключением 1) представляла собой модель с двумя следующими друг за другом группами вертикально расположенных цилиндров. При этом оба ряда конфигураций 2–5 имеют одинаковую высоту  $h$ . Предполагалось, что большее количество цилиндров будет способствовать лучшему перемешиванию крупномасштабных структур потока.

Конфигурация 6 представляла собой расположенные в вертикальной плоскости цилиндрические стержни диаметром 2 мм, шаг между которыми определялся с использованием методики, изложенной в работе [5].

Основные измерения выполнены с помощью полностью автоматизированного дистанционно управляемого координатного устройства для зондирования структуры потока на обтекаемой поверхности. Перемещение рабочего органа координатника по высоте пограничного слоя осуществлялось по заранее заданной программе, предусматривающей выбор требуемого шага (до 1 мкм) и параметров сбора необходимой информации о полях средней скорости и турбулентности. При этом как сбор, так и обработка регистрируемой в ходе эксперимента информации осуществлялись непосредственно в темпе эксперимента и оперативно анализировались программными средствами, разработанными на базе пакета MatLab.

Мгновенная скорость  $U$  в исследуемой точке поля сдвигового потока измерялась с помощью комплекса термоанемометрической аппаратуры 55M0 фирмы DANTEC. Блок-схема измерений включала термоане-

мометрический мост 55M10, к выходу которого подключен линейаризатор 55D10. Сигнал с выхода линейаризатора подавался на многоканальный высокочастотный 14-рядный внешний модуль E-440 фирмы L-CARD, предназначенный для преобразования входных аналоговых сигналов в цифровую форму, и с его выхода через USB-порт передавался в персональный компьютер. Сбор информации в каждой измеряемой точке поля потока осуществлялся с частотой 10 кГц в течение 15 с. В качестве первичного преобразователя использовался миниатюрный датчик, известный в литературе как датчик пограничного слоя, с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм, который эксплуатировался в режиме постоянной температуры при перегреве 1,7. В процессе измерений корпус датчика ориентировался под углом примерно  $5^\circ$  к вектору скорости набегающего потока.

Для определения местного коэффициента поверхностного трения  $C_f$  в неканоническом турбулентном течении, которое может возникнуть при наличии искусственно созданного пограничного слоя, использовалась методика, основанная на точных измерениях осредненных по времени данных с однониточного датчика термоанемометра вблизи стенки [14]. Суть методики состоит в том, что она позволяет учитывать охлаждающий эффект стенки на показания термоанемометра, корректно описывать распределение скорости в пристенной части профиля и, как следствие, определять  $C_f$  не только по логарифмической части профиля скорости (если

Таблица 2

Случайная погрешность измерения интегральных параметров пограничного слоя

	$\sigma\delta^*$	$\pm 3\sigma\delta^*$	$\sigma\delta^{**}$	$\pm 3\sigma\delta^{**}$	$\sigma C_f$	$\pm 3\sigma C_f$
Погрешность	0,00065	0,0114	0,00029	0,00767	$2,68 \times 10^{-5}$	$7,82 \times 10^{-5}$

таковая имеется), но и используя для этой цели область ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя.

Случайная погрешность  $\sigma$  наиболее характерных величин, в частности толщин вытеснения и потери импульса  $\delta^*$  и  $\delta^{**}$ , а также местного коэффициента поверхностного трения  $C_f$ , представленная в табл. 2, определялась по результатам восьмикратных измерений этих величин в пограничном слое исходной конфигурации.

### Результаты экспериментов Исходное течение

Целью начальной стадии экспериментов было обеспечение равновесного (по Клаузеру) безградиентного пограничного слоя по крайней мере в рабочей области исследований. Предварительные измерения распределения статического давления обнаружили наличие небольшого отрицательного градиента этой величины по длине пластины, обусловленного нарастанием пограничного слоя на самой модели и верхней стенке рабочей части аэродинамической трубы. В этой связи, чтобы компенсировать отмеченное уменьшение давления, модель устанавливалась под небольшим углом атаки, составлявшим около 12 угловых минут. Тем самым характер течения, близкий к безградиентному, был достигнут. Дополнительные эксперименты с помощью термоанемометра подтвердили отмеченный характер течения при всех рабочих скоростях потока практически по всей длине модели, за исключением областей в окрестности передней и задней кромок модели.

Основное внимание при изучении исходного течения уделялось получению экспериментальных данных о профилях средней скорости, среднеквадратичных значений ее продольных пульсаций и поверхностном трении в поперечных сечениях  $x = 770, 870, 970, 1170, 1370, 1570, 1770$  мм ( $\bar{x} = x/l = 0,308, 0,348, 0,388, 0,468, 0,548, 0,628,$

0,708) по длине модели. Корректность указанных измерений контролировалась, в частности, анализом возможности описания свойств течения во внешней области пограничного слоя известными в литературе соотношениями. Под внешней областью здесь понимается та часть пограничного слоя, которая в традиционном смысле описывается дефектом скорости, нормированным на толщину пограничного слоя. При этом за основу был взят подход, разработанный в работе [15], где для внешней области пограничного слоя предложен эмпирический масштаб скорости  $U_\infty \delta^*/\delta_{99}$  (здесь  $\delta_{99}$  – толщина пограничного слоя, определенная из условия  $u/U_\infty = 0,99$ ). Отметим, кстати, что исследованиями [16] в рамках принципа подобия были подтверждены справедливость и обоснованность предложенного масштаба, на основе использования которого удалось показать, что изменение характерных параметров пограничного слоя обусловлено в основном особенностями формирования потока выше области измерений, а не изменением локального числа Рейнольдса. В эксперименте подобные особенности имеются практически всегда, в частности из-за конечности притупления передней кромки пластины, наличия локального градиента давления и т. п. А раз так, то возможность использования указанного масштаба, позволяющего избежать влияния числа Рейнольдса на распределение скоростей во внешней области, становится особенно важным.

На рис. 2 представлены экспериментальные профили скорости в виде

$$(U_\infty - u)/U_\infty \delta^*/\delta_{99} = f(y/\delta_{99})$$

в исходном пограничном слое (конфигурация 1), нормированные с использованием указанного выше эмпирического масштаба скорости  $U_\infty \delta^*/\delta_{99}$ . В общей сложности здесь использовались 22 профиля скорости, полученные в диапазоне скоростей набегающего потока от 12 до 22 м/с в попереч-

Рис. 2. Профили скорости в исходном пограничном слое, нормированные в переменных внешней области

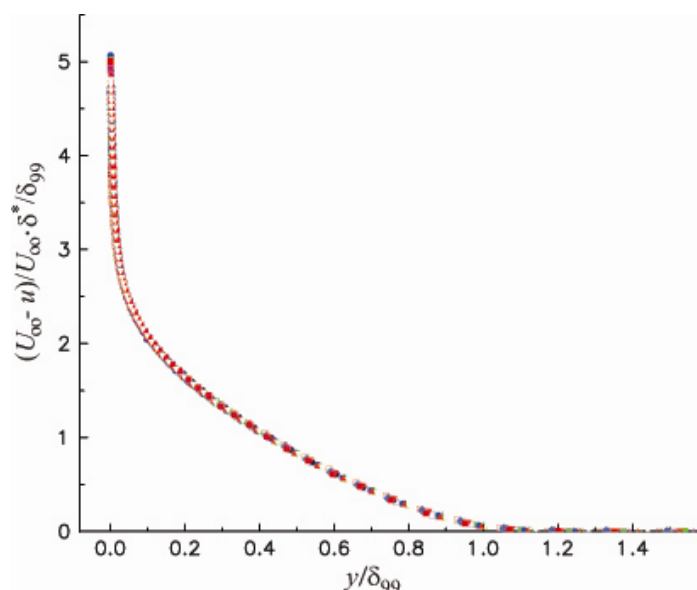
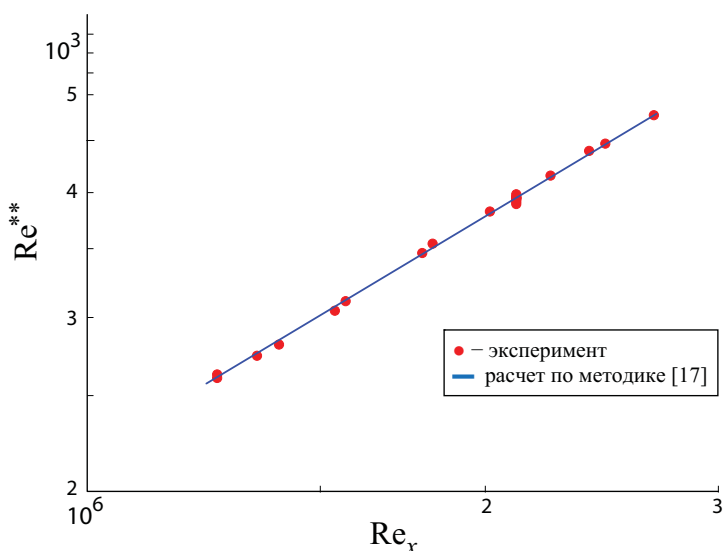


Рис. 3. Зависимость, характеризующая изменение толщины потери импульса от числа Рейнольдса



ных сечениях, охватывающих область течения от 770 до 1 770 мм. Видно, что при таком способе нормировки приведенные профили удачно обобщаются единой зависимостью. Это дает основание полагать, что распределение скоростей во внешней области исходного турбулентного пограничного слоя не содержит ничего неожиданного и вполне соответствует распределению, которое имеет место в каноническом случае.

Другим примером является рис. 3, на котором в виде зависимости  $Re^{**} = f(Re_{x\phi})$  приведены данные об изменении толщины потери импульса пограничного слоя  $\delta^{**}$  в исследуемом диапазоне скоростей потока. (Здесь  $Re_{x\phi}$  – число Рейнольдса, вычисленное по координате  $x_{\phi}$ , взятой от фактического начала развития турбулентного по-

граничного слоя.) Для сравнения приведены также результаты конечно-разностного расчета по методике [17]. Линейный характер зависимости и хорошее соответствие с данными расчета дают основание полагать, что в отмеченном диапазоне скоростей пограничный слой находится в равновесном состоянии и развивается в соответствии с известными классическими представлениями. Данный факт подтверждается также результатами измерений параметра равновесности Клаузера

$$G = \sqrt{\frac{2}{C_f} \cdot \frac{H-1}{H}},$$

где  $H = \delta^*/\delta^{**}$  – формпараметр пограничного слоя, осредненное значение которого по длине модели составляет  $G \approx 6,6$ .

Значения интегральных характеристик исходного пограничного слоя, в частности толщин вытеснения  $\delta^*$  и потери импульса  $\delta^{**}$ , формпараметра пограничного слоя  $H$ , а также местного коэффициента поверхностного трения  $C_f$  при  $h = 0$  и варьируемых значениях  $U_\infty$  можно найти в табл. 3.

Представленные здесь, а также другие данные, в частности профили продольной компоненты пульсаций скорости, свидетельствуют о том, что характеристики исходного течения вполне согласуются с общепринятыми представлениями о развитом турбулентном пограничном слое на плоской

Таблица 3

Интегральные характеристики исходного пограничного слоя

$Re_x \times 10^{-6}$	$U_\infty$ , м/с	$h_1; h_2$ , мм	$\delta^*$ , мм	$\delta^{**}$ , мм	$H$	$C_f \times 10^3$
1,253	21	0; 0	2,503	1,841	1,360	3,397
1,253	21	0; 0	2,480	1,826	1,358	3,424
1,396	21	0; 0	2,673	1,972	1,355	3,370
1,538	21	0; 0	2,876	2,132	1,349	3,296
1,823	21	0; 0	3,380	2,488	1,358	3,156
2,1086	21	0; 0	3,710	2,726	1,361	3,097
2,1086	21	0; 0	3,777	2,761	1,368	3,063
2,1086	21	0; 0	3,783	2,767	1,367	3,063
2,1086	21	0; 0	3,814	2,788	1,368	3,054
2,1086	21	0; 0	3,798	2,769	1,371	3,052
2,1086	21	0; 0	3,766	2,752	1,369	3,060
2,1086	21	0; 0	3,782	2,767	1,367	3,064
2,1086	21	0; 0	3,783	2,761	1,370	3,054
2,1086	21	0; 0	3,723	2,741	1,359	3,114
1,343	12	0; 0	4,826	3,426	1,408	3,223
1,567	14	0; 0	4,648	3,329	1,396	3,141
1,7906	16	0; 0	4,514	3,256	1,386	3,084
2,0144	18	0; 0	4,394	3,184	1,380	3,026
2,2383	20	0; 0	4,272	3,112	1,373	2,990
2,4621	22	0; 0	4,159	3,045	1,366	2,963

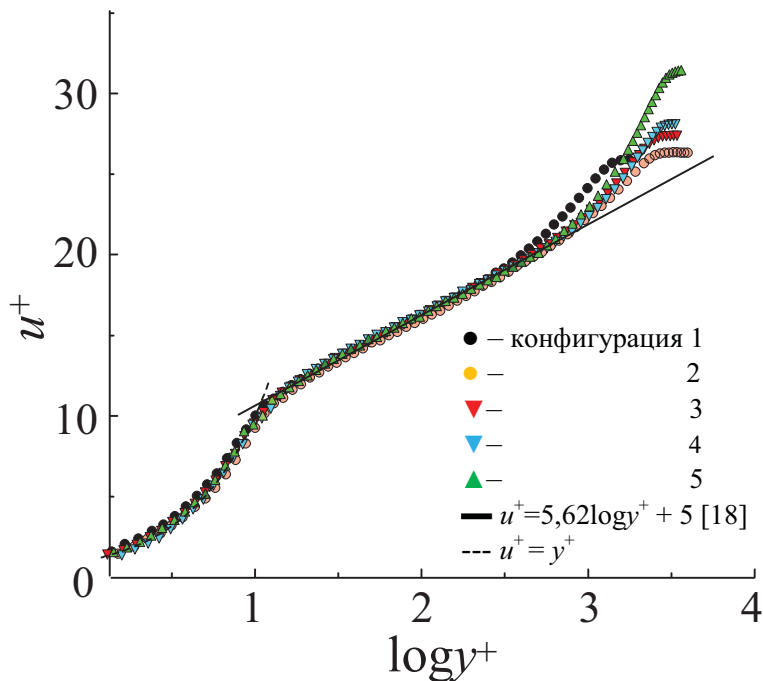
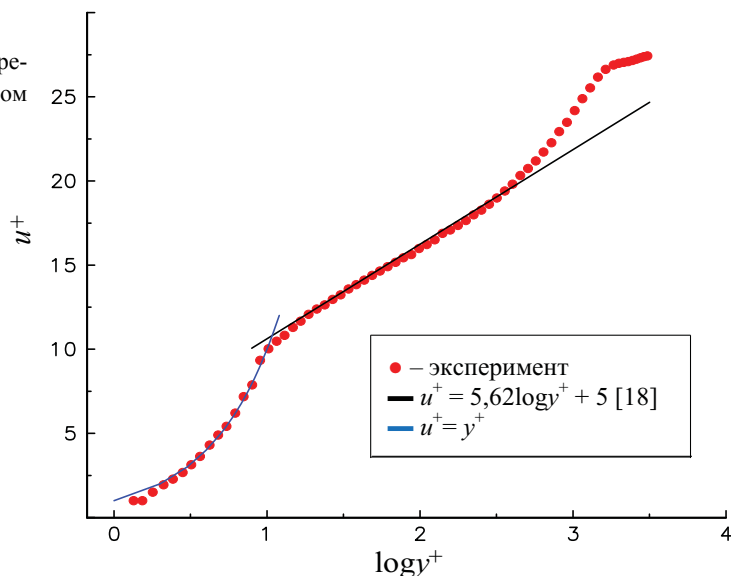


Рис. 4. Профили средней скорости в переменных закона стенки при  $U_\infty \approx 21,0$  м/с и  $x = 462,3d$

Рис. 5. Профили средней скорости в переменных закона стенки в модифицированном пограничном слое (конфигурация 6)



пластине в условиях ее безградиентного обтекания.

### Модифицированный пограничный слой

В литературе свойства модифицированного сдвигового течения, как правило, анализируются лишь по данным о профилях средней скорости в пограничном слое, которые обычно аппроксимируются степенным законом [1; 5] и др. Заметим, однако, что даже в немодифицированном турбулентном пограничном слое такой подход вряд ли оправдан, поскольку показатель степени  $n$  в степенном законе распределения скоростей

$$u/U_\infty = (y/\delta)^n$$

явно зависит от числа Рейнольдса. Учитывая это, на рис. 4 для поперечного сечения  $\Delta x/d = 462,3$  и варьируемых значений  $h$  экспериментальные профили скорости представлены в переменных закона стенки

$$u^+ = f(\log y^+).$$

Обращает на себя внимание тот факт, что распределение средней скорости, в том числе при максимальной высоте  $h$  цилиндра (конфигурация 5), прекрасно согласуется с классическим профилем скорости

$$u^+ = A \log y^+ + B,$$

где  $u^+ = u/v_*$ ,  $y^+ = yv_*/\nu$  с коэффициентами  $A = 5,62$  и  $B = 5,0$ , рекомендованными в качестве канонических материалами известной Стэндфордской конференции 1968 г. [18]. (Здесь  $v_*$  — динамическая скорость, а  $\nu$  — ки-

нематический коэффициент вязкости.) Нельзя также не отметить, что и в ламинарном подслое распределение скорости удачно описывается известным законом  $u^+ = y^+$ , справедливым в линейной области пограничного слоя. Причины данного факта вполне понятны. Известно (см. [19] и др.), что внутренняя область пограничного слоя более консервативна к воздействию внешних возмущений, чем внешняя. Поскольку анализируемые здесь профили представлены во внутренних переменных и в основном ограничиваются логарифмической областью пограничного слоя, которая более консервативна к воздействию турбулизаторов, то становится понятным наличие автосамодельного характера приведенных профилей. В этом смысле поставленная цель достигнута. В самом деле, в модельном эксперименте реализован относительно толстый турбулентный пограничный слой с параметрами, аналогичными классическому.

Интересно, что моделирование толстого пограничного слоя с помощью горизонтально расположенных стержней диаметром 2 мм (конфигурация 6), положение которых выбрано на основе подхода [5], также дает вполне приемлемый результат (рис. 5). Обращает, правда, на себя внимание несколько искаженный характер распределения скоростей в окрестности внешней границы пограничного слоя. Ясно, что в этом случае необходимо более тщательное определение положения стержней в этой области с последующей возможной их корректировкой в процессе эксперимента.



Рассмотрим теперь распределение скоростей во внешней области пограничного слоя. На рис. 6 представлены экспериментальные профили скорости в виде

$$(U_\infty - u)/U_\infty \delta^*/\delta_{99} = f(y/\delta_{99})$$

в модифицированном турбулизаторах № 2–5 пограничном слое, нормированные с использованием масштаба скорости для внешней области  $U_\infty \delta^*/\delta_{99}$ . Наличие турбулизаторов является дополнительным осложняющим фактором, поэтому возможность обобщения профилей скорости с использованием указанного масштаба представляется особенно интересным. В общей сложности здесь использовалось более 20 профилей скорости, полученных в диапазоне скоростей набегающего потока от 12 до 22 м/с в поперечных сечениях, охватывающих область течения от 1 170 до 1 770 мм. Хотя разброс экспериментальных данных здесь несколько больше, чем в исходном пограничном слое (см. рис. 2), в целом приведенные профили приближенно обобщаются единой зависимостью. Это дает основание полагать, что распределение скоростей во внешней области модифицированного турбулентного пограничного слоя может с инженерной точностью описываться с использованием масштаба скорости  $U_\infty \delta^*/\delta_{99}$ .

Значения интегральных характеристик модифицированного пограничного слоя, в частности толщин вытеснения  $\delta^*$  и потери импульса  $\delta^{**}$ , формпараметра пограничного слоя  $H = \delta^*/\delta^{**}$ , а также местного коэффициента поверхностного трения  $C_f$  при варьируемых значениях  $U_\infty$  и  $h$  можно найти в табл. 4. Поэтому мы ограничимся констатацией лишь некоторых свойств исследуемого течения, которые прямо вытекают из этой таблицы.

Как видно, рост параметра  $h$  приводит к естественному увеличению интегральной величины  $\delta^{**}$ , а следовательно, и самой толщины пограничного слоя. При максимальном значении  $h$  ( $h_1 = h_2 = 30$  мм) это увеличение весьма существенно и составляет 3–3,7 раза в зависимости от расстояния  $\Delta x/d$ , что соответствует росту толщины пограничного слоя в 2,6–2,9 раз.

Что касается местного коэффициента поверхностного трения, то при наличии турбулизатора величина  $C_f$  уменьшается по мере увеличения высоты  $h$  цилиндра, что

вполне естественно, поскольку в этих случаях  $C_f$  получен в более толстом пограничном слое, а следовательно, при более высоких значениях  $Re^{**}$ .

Наиболее достоверную информацию о состоянии пограничного слоя обеспечивает параметр неравновесности Клаузера  $G$ . Поведение зависимости  $G = f(\Delta x/d)$  практически полностью определяется темпом релаксации сдвигового потока к состоянию полного гидродинамического равновесия [20]. Внешняя часть потока более восприимчива к вносимым в него возмущениям, поэтому обладает большей памятью. Анализ полученных данных показывает, что при увеличении  $h$  темп выхода на равновесное состояние замедляется. В этом случае даже на расстоянии  $\Delta x = 529d$ , констатировать достижение пограничного слоя с характеристиками, близкими к каноническим, вряд ли возможно. Вместе с тем с некоторым приближением можно вполне определенно утверждать, что при обтекании конфигураций 2–4 равновесное состояние сдвигового потока при  $\Delta x = 529d$  достигается.

На рис. 7 в виде зависимости

$$u'/v_* = f(\log y^+),$$

представленной во внутренних переменных, показаны профили продольной компоненты пульсаций скорости при  $\Delta x = 529d$  для исследованных конфигураций турбулизаторов. Обращает на себя внимание увеличение уровня турбулентных пульсаций скорости по мере увеличения  $h$ . Отмеченная тенденция особенно хорошо заметна во внешней части пограничного слоя ( $\log y^+ = 2,5-3,5$ ). Однако детальный анализ турбулентных пограничных слоев, выполненный в [21], показал, что автомодельный характер течения в таких переменных имеет место лишь до  $\log y^+ \approx 1,3$ , а во внешней области никакого подобия величины  $u'/v_*$  не наблюдается вовсе. Например, изменение величины  $Re^{**}$  приблизительно в 7 раз дает разницу в  $u'/v_*$  в отмеченной области пограничного слоя в десятки процентов. Подобную динамику показывают также и результаты прямого численного моделирования [22]. Причем при увеличении  $Re^{**}$  значения  $u'/v_*$  отклоняются вверх, как, собственно, происходит и в нашем случае. Хотя наличие повышенных значений  $u'/v_*$  для конфигу-

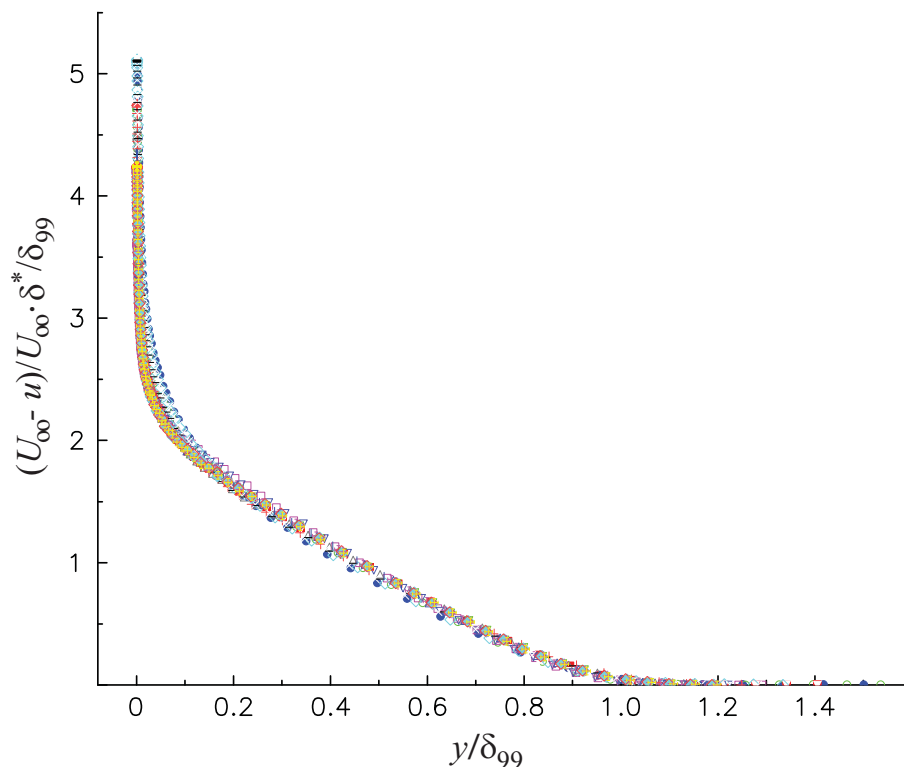


Рис. 6. Профили скорости, нормированные в переменных внешней области (конфигурации 2–5)

Таблица 4

Интегральные характеристики модифицированного пограничного слоя

$Re_x \times 10^{-6}$	$U_\infty$ , м/с	$h_1; h_2$ , мм	$\delta^*$ , мм	$\delta^{**}$ , мм	$H$	$C_f \times 10^3$
1,823	21	10; 10	5,398	4,071	1,326	2,984
1,823	21	15; 15	7,288	5,333	1,366	2,641
1,823	21	20; 20	9,168	6,523	1,406	2,351
1,823	21	30; 30	14,251	9,282	1,535	1,700
2,1086	21	10; 10	5,808	4,383	1,325	2,922
2,1086	21	15; 15	7,602	5,620	1,353	2,654
2,1086	21	20; 20	9,297	6,748	1,378	2,465
2,1086	21	30; 30	13,976	9,442	1,480	1,889
2,3938	21	10; 10	6,166	4,661	1,323	2,881
2,3938	21	15; 15	7,850	5,853	1,341	2,668
2,3938	21	20; 20	9,290	6,846	1,357	2,538
2,3938	21	30; 30	13,892	9,653	1,439	2,025
2,679	21	10; 10	6,488	4,916	1,320	2,859
2,679	21	15; 15	8,036	6,034	1,332	2,685
2,679	21	20; 20	9,215	6,914	1,333	2,629
2,679	21	30; 30	13,672	9,726	1,406	2,158
1,343	12	30; 30	14,986	10,055	1,490	2,114
1,567	14	30; 30	14,581	9,906	1,472	2,111
1,7906	16	30; 30	14,265	9,773	1,460	2,088
2,0144	18	30; 30	14,053	9,700	1,449	2,075
2,2383	20	30; 30	13,791	9,593	1,438	2,066
2,4621	22	30; 30	13,562	9,495	1,428	2,064

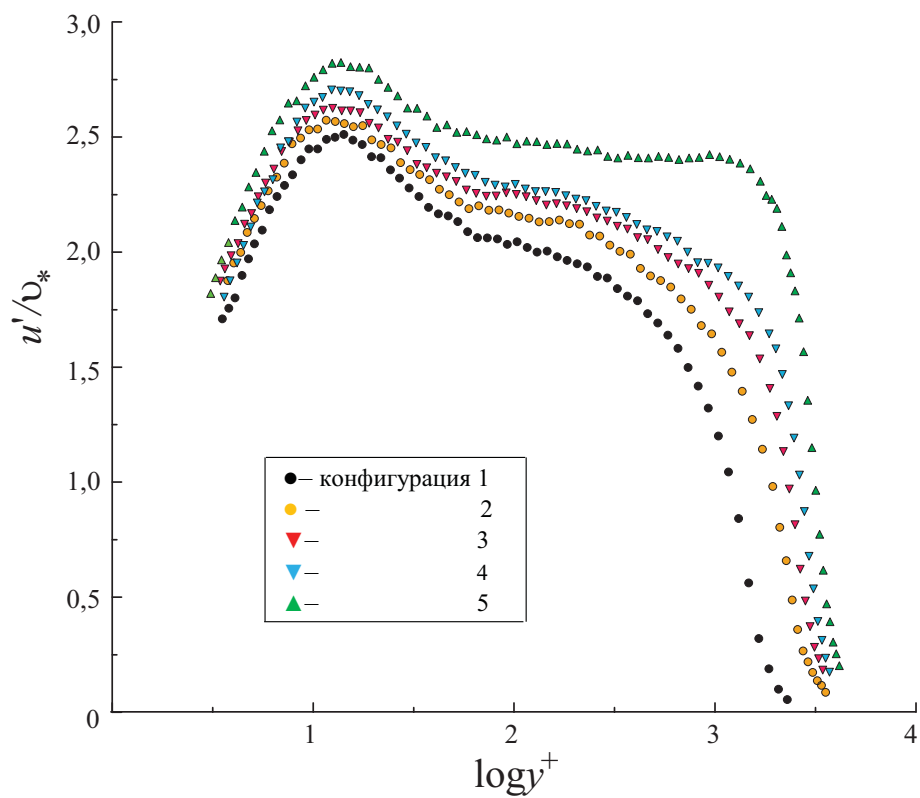


Рис. 7. Профили продольной компоненты пульсаций скорости в переменных закона стенки при  $U_\infty \approx 21,0$  м/с и  $x = 529d$

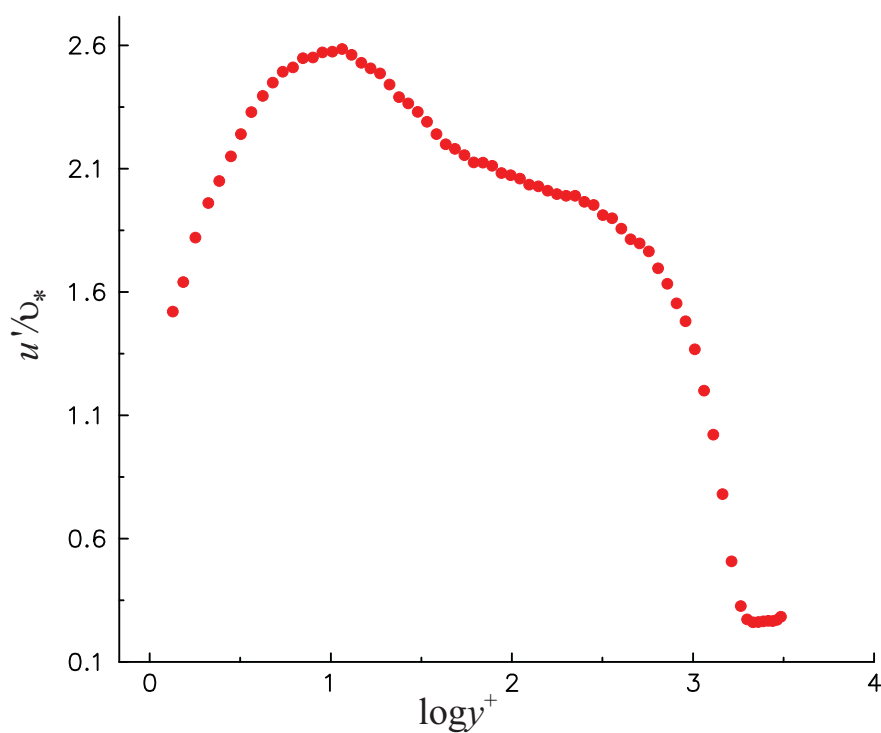


Рис. 8. Профили продольной компоненты пульсаций скорости в переменных закона стенки при  $U_\infty \approx 21,0$  м/с и  $x = 529d$  (конфигурация 6)

рации 5 при  $\log y^+ \approx 3,15$  явно вызвано чрезмерной высотой  $h$ , в целом их отклонение от соответствующих значений для исходной конфигурации не превышает таковых в классическом пограничном слое. Важно при этом отметить, что амплитудные спектры возмущений на частоте максимума пульсаций в присутствии цилиндров  $h_1 = h_2 = 30$  мм [20] не содержат ничего необычного, слабо отличаются от того, который получен при  $h_1 = h_2 = 0$ , и, что самое важное, не имеют выделенных дискретных частот, которые отчетливо выражены, например, в экспериментах [8].

Из рис. 8 следует, что моделирование турбулентных пульсаций скорости с помощью горизонтальных стержней (конфигурация б) не дает удовлетворительного результата во внешней области пограничного слоя, где величина  $u'/v_*$  достаточно далека от нулевого значения, подтверждая тем самым выводы рис. 5.

### Выводы

Результаты экспериментальных исследований, направленных на изучение возможности обеспечения в условиях аэродинамической трубы дозвуковых скоростей повышенных чисел Рейнольдса  $Re^{**}$  путем моделирования толстого турбулентного пограничного слоя на плоской пластине ограниченной длины, позволяют сделать следующие выводы.

В исследованном диапазоне геометрических параметров и параметров потока турбулизаторы, установленные в два ряда по нормали к обтекаемой плоской стенке, являются достаточно эффективным средством модификации турбулентного пограничного слоя. При увеличении  $h$  толщина потери импульса  $\delta^{**}$  плавно возрастает, достигая при максимальном исследованном значении  $h$  ( $h_1 = h_2 = 30$  мм) 3–3,7 раза в зависимости от расстояния  $\Delta x/d$  вниз по потоку.

Профили средней скорости с искусственно увеличенной толщиной пограничного слоя с хорошей точностью аппроксимируются в переменных закона стенки известным законом распределения скоростей, справедливым в каноническом пограничном слое, а при использовании эмпирического масштаба скорости для внешней области с инженерной точностью обобщаются единой

зависимостью. В большинстве случаев осредненные и пульсационные параметры пограничного слоя имеют характерные для естественно развивающегося турбулентного пограничного слоя значения на расстоянии порядка 530 калибров цилиндра. При максимальной исследованной высоте  $h$  цилиндра ( $h_1 = h_2 = 30$  мм) равновесный (по Клаузеру) пограничный слой на этом расстоянии не достигается.

Хотя предварительные результаты показывают, что моделирование искусственно увеличенного равновесного (по Клаузеру) пограничного слоя путем использования решетки в принципе возможно, окончательный вывод об эффективности данного способа может быть сделан лишь на основе дополнительных более детальных экспериментов. Предполагается, что подобные исследования будут предметом дальнейшего рассмотрения.

### Список литературы

1. Оттен III, Ван Курен. Увеличение с помощью турбулизаторов толщины пограничного слоя при больших числах Маха дозвукового потока // ПТК. 1976. Т. 14, № 11. С. 31–38.
2. Schultz M., Schatzmann M., Leidl B. Effect of Roughness Inhomogeneities on the Development of the Urban Boundary Layer // Int. J. of Environment and Pollution. 2005. Vol. 25. No. 1–4. P. 105–117.
3. Barbosa P. H. A., Cataldi M., Freire A. P. S. Wind Tunnel Simulation of Atmospheric Boundary Layer Flows // J. of the Brazilian Society of Mechanical Sciences. 2002. Vol. 24. No. 3. P. 177–185.
4. Burton W. V. Wind Tunnel Simulation of an Atmospheric Boundary Layer // Thesis in Mechanical Engineering. Texas Tech. Univ., 2001.
5. Кураев А. А., Саленко С. Д. Методика моделирования в аэродинамической трубе распределения скоростей приземного пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. 1985. Вып. 3, № 16. С. 110–114.
6. Hunt J. C. R., Fernholz H. Wind-Tunnel Simulation of the Atmospheric Boundary Layer: A Report on Euromech 50 // J. Fluid Mech. 1975. Vol. 70. Iss. 03. P. 543–559.
7. Sargison J. E., Walker G. J., Bond V., Chevalier G. Experimental Review of Devices

to Artificially Thicken Wind Tunnel Boundary Layers // 15<sup>th</sup> Australasian Fluid Mechanics Conference. Sydney, Australia, 2004.

8. Frank W., Mauch H. Aktuelle Probleme der Baumwerksaerodynamik // Stroemungsmechanik und Stroemungsmaschinen. 1989. Bd. 40. S. 81–97.

9. Sajben M., Krouxil J. C., Hoffman G. H., Sedrick A. V. Generation of Velocity Profiles Using Screens of Nonuniform Solidity // AIAA J. 1975. Vol. 13. No. 4. P. 417–418.

10. Roberts J. L., Walker G. J. Artificial Thickening of Wind Tunnel Boundary Layers via an Array of Cross-Flow Jets // Experimental Thermal and Fluid Science. 2003. Vol. 27 (2). P. 583–588.

11. Okamoto S. Turbulent Shear Flows behind Two-Dimensional Obstacles Placed on Plane Boundary // Proc. of Symposium on Turbulence, Sept. 21–23, 1981. Rolla, MO: Univ. of Missouri-Rolla, 1983. P. 9–14.

12. Arie M., Kiya M., Suzuki Y., Sakata I. Artificial Generation of Thick Turbulent Boundary Layers // Bulletin of the JSME. 1981. Vol. 24. No. 192. P. 956–964.

13. Carvalho J. L., Borges A. R. J. Interaction of a Surface Mounted Hot Body with a Turbulent Boundary-Layer // J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 1998. Vol. 74–76. P. 475–483.

14. Бойко А. В., Корнилов В. И. Измерение локального коэффициента поверхностного трения с помощью термоанемометра // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 4. С. 613–623.

15. Zagarola M. V., Smits A. J. A New Mean Velocity Scaling for Turbulent Boundary Layers // Proc. of 1998 ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting, June 21–25. Washington D. C., 1998. P. 1–6.

16. Castillo L., Walker D. J. Effect of Upstream Conditions on the Outer Flow of Turbulent Boundary Layers // AIAA J. 2002. Vol. 40. No. 7. P. 1292–1299.

17. Cebeci T. Analysis of Turbulent Flows. Oxford: Elsevier Ltd, 2004. 376 p.

18. Computation of Turbulent Boundary Layer // Proc. Stanford Conf. AFOSR-IFP, 1968–1969 / Eds. D. E. Coles, E. A. Hirst. Stanford, 1969. Vol. 2. 519 p.

19. Корнилов В. И., Меклер Д. К. Релаксационные свойства турбулентного сдвигового течения за поперечно обтекаемым цилиндром в присутствии пластины // ПМТФ. 1990. № 6. С. 101–108.

20. Корнилов В. И., Бойко А. В. Моделирование толстого турбулентного пограничного слоя в условиях эксперимента в аэродинамической трубе // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 2.

21. Fernholz H. H., Finley P. J. The Incompressible Zero-Pressure-Gradient Turbulent Boundary Layer: An Assessment of the Data // Prog. Aerospace Sci. 1996. Vol. 32. P. 245–311.

22. Spalart P. R. Direct Simulation of a Turbulent Boundary Layer up to  $Re = 1410$  // J. Fluid Mech. 1988. Vol. 187. P. 61–98.

Материал поступил в редколлегию 10.02.2012

V. I. Kornilov

#### STUDY OF POSSIBILITY OF SIMULATION OF THICK TURBULENT BOUNDARY LAYER ON A FLAT PLATE OF LIMITED LENGTH

The experiments directed to the study of possibility of simulation of thick equilibrium (according to Clauser) incompressible turbulent boundary layer on a flat plate of limited length have been performed. It is shown that the artificial generators manufactured from circular cylinders (pins) of adjustable height  $h$ , which were mounted normal to the wall in a staggered order in two rows in  $x$  in vicinity of the plate leading edge are quite effective means of artificial boundary layer thickening. In most cases both the averaged and fluctuation boundary-layer characteristics at a downstream distance about 530 cylinder diameters have values typical for naturally-developed turbulent boundary layer. Mean velocity profiles in the artificially thickened boundary layer taken in wall-law variables are approximated with a good accuracy by the well-known velocity law valid for canonic boundary layer and they are generalized by a unified dependence using empirical velocity scale.

*Keywords:* simulation, incompressible turbulent boundary layer, flat plate, artificial generators, experiment.